

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作

著者	渡口 翼, 福士 誠, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2012
ページ	23-26
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008817

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作

著者	渡口 翼, 福士 誠, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2012
ページ	23-26
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008817

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作

○ 渡口 翼 （機械航空創造系学科 4 年）

福士 誠 （機械航空創造系学科 4 年）

溝端 一秀 （もの創造系領域 准教授）

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発の一環として、実際の高速飛行環境で技術実証するための実験機（フライングテストベット）の研究開発を進めている。この実験機は、遷音速・超音速域での抗力低減のために主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼に大きな前縁後退角（ 66° ・ 61° ）が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が難しくなっている可能性がある。また、滑走中や離着陸の低速飛行中の地面効果や、姿勢変化に伴う空力特性などは、風洞試験だけでなく飛行試験によって初めて十分な評価が可能である。

そこで飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主な目的として、小型超音速実験機と概ね同等形状・同等寸法のプロトタイプ機体（オオワシ 1 号機）が製作された。2010 年度および 2011 年度に地上パイロットによる無線操縦によって低速飛行試験が実施され、概ね良好な飛行特性が示された。しかし、予め計画された 12 フライトのうち実施できたのはパイロットが機体特性に慣れるための 2 フライトであり、そこではパイロットが試行錯誤で頻繁に操縦入力を与えており、飛行特性評価に必須の定常飛行の継続時間が非常に限られた。所定の定常飛行を維持して質・量ともに十分な飛行特性データを取得するには、繰り返し安全に飛行試験を実施する必要がある。オオワシ 1 号機は 2011 年度の飛行試験において失われたことから、今後は製作・保守および取り回しの容易な機体を用いて繰り返し低速飛行試験を実施することを狙って、サブスケール機体を設計・製作することとした。

2. 縮小比の検討

大学内の一般的なスペースと一般的な工具を用いて手作業で製作する計画であることから、取り回しの容易さや工作精度を考慮して、縮小比を $1/2$ とする。相似則に従って機体の主要諸元は表 1 の通りとなる。推進器としてダクテッドファンユニット 2 個を搭載することとし、推重比はオオワシ 1 号機と概ね同等の 1.23 と計画される。

表1 オオワシ1号機と縮小機体の主要諸元

機体の種類	オオワシ1号機	1/2 スケール機体
全長(ピトー管を除く)[m]	3.178	1.589
主翼 翼幅[m]	1.609	0.8045
主翼 翼面積[m ²]	0.9956	0.2489
主翼 平均空力翼弦長[m]	0.796	0.398
主翼 アスペクト比	2.71	2.71
主翼 翼厚[%]	6	6
離陸重量[kg]	27.3	3.41 (計画)
推進システム	JetCat turbojet engine P160SX (直径 φ112, 質量 1.53kg)×2	Ducted Fan Unit LEDF68-1A35 (ファン直径 φ68, 質量 0.268kg)×2
公称推力	326N(33.2kgf)	4.2kgf
推重比	1.22	1.23 (計画)

3. 機体構造の設計と製作

3-1. 機体構造の設計と製作

オオワシ1号機の製作用概略図面と実機構造を参考にして3D-CAD SolidWorksを用いて縮小機体の構造を設計した。設計された全機構造を図1に示す。製作の容易さの観点から木質主体の構造とし、SolidWorksで形状設計した構造部材をレーザー彫刻機で正確に切り出し、手作業で接着している。

3-2-1. 主翼の設計と製作

桁をケヤキ角材、リブをバルサ板で製作し、外皮としてt1.0～2.0のバルサ板と熱収縮フィルムを貼ることとしている。左右のエルロンとフラップの計4枚の舵面を駆動するために4個のサーボモーターを搭載している。

3-2-2. 胴体、エンジンナセル、および尾翼の設計と製作

集中荷重や衝撃荷重がはたらくと予想される脚取付け部、胴体・エンジンナセル接合部、および翼胴接合部に丈夫なリングフレームを配置している。また、整備性の観点からノーズコーンやテールコーンを着脱できるようにしている。水平尾翼は全可動式エレボンであり、水平尾翼に埋め込んだ支柱(回転軸)を胴体内部のベアリング2個で支えている。ロンジロンをケヤキ角材、リングフレームをベニヤ板材および強化バルサ厚板で製作した。外皮のφ100円筒は、t1.0バルサ板材を芯材とするGFRPサンドイッチ板で製作している。ラダーおよび左右のエレボンを駆動するために3個のサーボモーターを搭載している。

3-2-3. 機体全体の組み立て

製作した各部品を組み合わせて機体全体を完成させた。その外観を図4に示す。推進器、推進用バッテリー、無線操縦受信機等の搭載機器を含めて総質量 3.93kg となり、推重比は 1.07 となった。



図1 1/2スケール機体の構造



図2. 製作された主翼



図3. 製作された胴体部



図4. 組み立てられた1/2スケール機体

4. 飛行性能の予測

オオワシ1号機の M2006prototype 形状については、亜音速風試によって主要な空力特性データが得られている。その揚力係数・抗力係数データを利用して、縮小機体の海面上での定常水平飛行の必要推力を推算すると図5 のとおりである。必要推力と利用可能推力の交点が生常水平飛行

速度を表しており、推力 100% で 61.4m/s、70% で 50.6m/s、50% で 41.5m/s と推算される。また、風試によるピッチング静安定のデータより、エレベータ舵角 15° で迎角 10° を保ちつつ離陸する事が想定され、その場合の離陸速度は 22.8m/s、離陸滑走距離は 35.8m と推算される。いずれも白老滑空場等で容易に取り扱える飛行性能である。

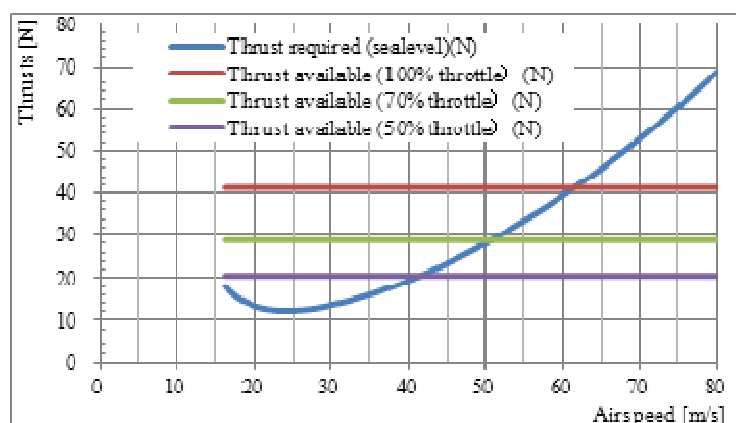


図 5. 海面上での必要推力と利用可能推力

5. まとめ

本研究では、2011 年度の飛行試験で失われた小型超音速飛行実験機プロトタイプ機体（オオワシ 1 号機）の代わりとなる縮小機体を設計・製作し、今後の飛行試験に向けての準備を進めた。そのまとめと今後の展望を以下に記す。

- (1) 繰り返し飛行試験を実施するために、製作・保守および取り回しの容易な 1 / 2 スケール機体を設計・製作した。
- (2) 製作・整備に手間の掛かる箇所があり、また、推重比が計画を下回ったことから、構造設計および製作手法に改良の余地がある。
- (3) 今後、縮小機体の設計製作を改良し、飛行試験に供することによって、M2006prototype 形状の低速飛行特性の解明を進める。